بررسی اثرتغییر زاویهٔ واگرایی یک شیپورهٔ متحرک بر عملکرد آن در سیستم کنترل بردار نیروی پیش‌ران*

سهند گلرنگ[۱]   روح‌اله رفعی[۲]

چکیده *در این مقاله به‌کمک حل عددی جریان، تأثیر مقدار زاویهٔ واگرایی شیپوره بر فاکتور بزرگ‌نمایی، نیروی پیش‌ران جانبی و نیروی پیش‌ران کل در یک سیستم کنترل بردار نیروی پیش‌ران با شیپورهٔ متحرک (با مقطع برشی در ناحیهٔ مافوق‌صوت) مورد بررسی قرار گرفته است. نسبت مساحت خروجی به گلوگاه و مکان مقطع برشی ثابت در نظر گرفته شده است. در حل عددی معادلات از روش حجم محدود به‌همراه حل مرتبهٔ دو بالادست و روش AUSM برای گسسته‌سازی شار استفاده شده است. نتایج نشان می‌دهند که برای دو زاویهٔ انحراف متفاوت، نتایج مدل RNG k-ε با دقت قابل قبولی با داده‌های تجربی تطابق دارند. نتایج هم‌چنین نشان می‌دهند که با افزایش زاویهٔ واگرایی شیپوره، فاکتور بزرگ‌نمایی، نیروی پیش‌ران جانبی و نیروی پیش‌ران کل کاهش می‌یابند.*

واژه‌های کلیدی فاکتور بزرگ‌نمایی، شوک مایل، کنترل بردار نیروی پیش‌ران، شیپورهٔ متحرک.

Effects of Divergence Angle on Moveable Nozzle Performance in Thrust Vector Control System

S. Golrang   R. Rafee

Abstract *In this paper, by numerical simulation of gas flow, effects of divergence angles on the amplification factor, side force and thrust vector magnitude of a moveable nozzle with supersonic split line have been investigated. The study is conducted for constant exit to throat area ratio and the location of the split line is also constant. The finite volume method with second order upwind scheme for spatial discretization and AUSM method for flux splitting have been used in numerical solution of the equations. It was observed that for two different deviation angles, the results of RNG k-ε turbulence model are in good agreement with experimental data. Results also show that by increasing the divergence angle of the nozzle, the amplification factor, side force and thrust vector magnitude will decrease.*

Key Words Amplification factor, Oblique shock, Thrust vector control, Moveable nozzle.

*تاریخ دریافت مقاله ۹۲/٤/١٤ و تاریخ پذیرش آن ۹۲/۱۱/۳۰ می‌باشد.

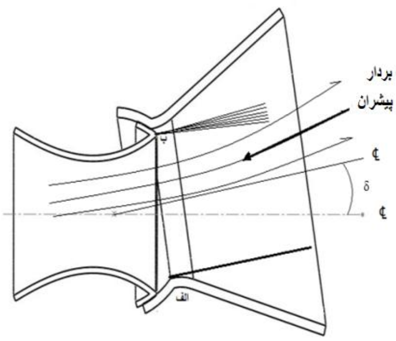
(۱) فارغ‌التحصیل کارشناسی ارشد، مهندسی هوا فضا، دانشگاه سمنان.

(۲) نویسندهٔ مسئول: استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه سمنان. rafee@semnan.ac.ir

مقدمه

سیستم پیش‌رانش یکی از بخش‌های اصلی هواپیماهای جت و موشک‌های بالستیک می‌باشد و یکی از اجزای مهم این بخش شیپوره است. از شیپورهٔ متحرک (دارای دوران) برای جهت دادن به گازهای خروجی و تبدیل فشار زیاد ایجادشده در محفظهٔ احتراق به انرژی جنبشی استفاده می‌شود. امروزه برای تغییر مسیر یا وضعیت دورانی هواپیماهای جنگنده و موشک از سیستم کنترل بردار نیروی پیش‌ران استفاده می‌شود. کنترل بردار نیروی پیش‌ران فقط در زمانی که سیستم پیش‌رانش عمل می‌کند، مؤثر است. در زمان پرواز، وقتی که سیستم پیش‌رانش فعال نمی‌باشد، کنترل بردار نیروی پیش‌ران غیرعملی خواهد بود و باید از مکانیزم‌های دیگری برای کنترل مسیر و رفتار هواپیما یا موشک استفاده نمود. تغییر مسیر حرکت مطابق با برنامهٔ قبلی و تغییر رفتار هواپیمای جت و موشک در هنگام پرواز موتور روشن می‌توانند از دلایل اصلی استفاده از سیستم کنترل بردار نیروی پیش‌ران باشند.

از میان روش‌های کنترل بردار نیروی پیش‌ران می‌توان به تزریق یک سیال ثانویه در قسمت واگرای شیپوره، انحراف مکانیکی شیپوره، قرار دادن یک وسیلهٔ منحرف‌کنندهٔ جریان درخروجی شیپوره، شیپوره‌های جانبی تولید کنندهٔ نیروی پیش‌ران و کنترل بردار نیروی پیش‌ران به‌کمک چند شیپوره با دبی متغیر اشاره کرد. یکی از روش‌های کنترل بردار نیروی پیش‌ران که امروزه به‌صورت متداول از آن استفاده می‌شود، روش انحراف مکانیکی شیپوره از ناحیهٔ مافوق‌صوت می‌باشد (شکل ۱). در این مکانیزم به دلیل وجود پدیده‌هایی مانند موج ضربهٔ مایل (نقطهٔ الف در شکل ۱) و موج انبساطی (نقطه ب در شکل ۱)، جریان خروجی بیش از میزان انحراف شیپوره منحرف می‌شود. در این مقاله به مطالعه این روش کنترل بردار نیروی پیش‌ران پرداخته می‌شود.



شکل ۱ میدان جریان در شیپورهٔ متحرک با مقطع برشی در ناحیهٔ مافوق‌صوت با تنها انحراف پیچ

کمپبل و فارلی [1] رانش‌های واقعی و ایده‌آل با سرعت خروجی محوری را برای مجموعه‌ای از شیپوره‌های مخروطی مورد مقایسه قرار دادند. آن‌ها مشاهده کردند که با افزایش زاویهٔ واگرایی شیپوره، نیروی پیش‌ران کل کاهش می‌یابد. جسن و پیترز [2] به تحقیقاتی برای مقایسهٔ دو روش کنترل بردار نیروی پیش‌ران با شیپورهٔ متحرک پرداختند. در هر دو روش شیپوره به‌صورت مکانیکی جابه‌جا می‌شود، با این تفاوت که در حالت اول شیپوره از بالادست گلوگاه چرخش می‌کند و در حالت دوم شیپوره از پایین دست گلوگاه چرخش می‌کند. آن‌ها دریافتند که در حالت دوم وزن سازه سنگین‌تر می‌شود و گشتاور کنترلی به میزان پنجاه درصد افزایش می‌یابد. آن‌ها نتیجه گرفتند که در این حالت به‌دلیل آن‌که شیپوره از قسمت مافوق‌صوت جریان چرخانده می‌شود، بازدهی شیپوره قدری کاهش می‌یابد و هم‌چنین سایش در این ناحیه افزایش می‌یابد. البته این روش دارای یک مزیت برجسته است، زیرا در این حالت فاکتور بزرگ‌نمایی بزرگ‌تر از یک قابل دست‌رسی می‌باشد.

شرکت تیوکل [3] پس از انجام تحقیقات و آزمایش‌های مختلف کنترل بردار نیروی پیش‌ران، شیپوره با برش در قسمت مافوق‌صوت را به‌عنوان شیپورهٔ مرحلهٔ دوم برای نوعی موشک سوخت جامد

(MLV-SAT-1B-5A) به ناسا پیشنهاد کرد و انحراف قابل‌توجه بردار نیروی پیش‌ران و کم‌تر بودن بارهای وارد بر شیپوره را از مزایای این روش دانست. کیوچی و همکاران [4] به تحلیل عددی سه‌بعدی جریان دو فازه داخل یک موشک سوخت جامد با شیپورهٔ منحرف شونده‌ای که قسمت هم‌گرای آن داخل محفظهٔ موشک جابه‌جا می‌شود، پرداختند. تحلیل دو فازی آن‌ها به‌کمک روش اویلر- لاگرانژ بود و از مدل آشفتگی k-ε استفاده کردند. آن‌ها شیپورهٔ مورد مطالعه را ٦° منحرف کردند و مشاهده کردند که انحراف شیپوره یک عدم تقارن در شکل انتهای شیپوره ایجاد می‌کند که باعث چرخش جریان و ایجاد گردابه قبل از ورود به شیپوره می‌شود. برای این تحلیل وجود ذرات با دو قطر متفاوت را با یکدیگر مقایسه کردند و مشاهده کردند که ذرات با قطر کوچک تقریباً از مسیر جریان گاز تبعیت می‌کنند در حالی که ذرات با قطر بزرگ به‌دلیل اینرسی زیاد، از مسیر جریان گاز پیروی نمی‌کنند. ایکازا [5] با توجه به تحقیقاتی که بر روش‌های کنترل بردار نیروی پیش‌ران در هواپیماها داشت، به این نتیجه رسید که به‌ترین راه برای کنترل بردار نیروی پیش‌ران، انحراف مکانیکی قسمت مافوق‌صوت شیپوره می‌باشد، زیرا استفاده از این تکنولوژی باعث می‌شود که هواپیمای جنگنده زاویهٔ حملهٔ به‌تری در نقطهٔ پروازی مشخص و بار مشخص در پروازهای بدون تغییر ارتفاع داشته باشند، که نتیجهٔ آن کاهش نیروی درگ و کاهش مصرف سوخت هواپیما است. هم‌چنین در اثر انحراف بردار نیروی پیش‌ران می‌توان مسافت بلند شدن و فرود آمدن هواپیما را کاهش داد. ماهوی‌من و همکاران [6] به‌کمک روش حجم محدود جیمسون جریان گذرای درون نازلی سه‌بعدی متحرک را بررسی کردند. نازل مورد نظر با سرعت ثابت ۹۰ درجه بر ثانیه تنها در راستای پیچ از زاویهٔ اولیهٔ صفر درجه تا زاویهٔ نهایی ۲۰ ۲۰ درجه منحرف می‌شود. ایشان نتایجی که از میدان جریان و پارامترهای عملکردی نازل در حالت گذرا و حالت پایا به‌دست آمد، در زوایای انحرافی یکسان مورد مقایسه قرار دادند و به این نتیجهٔ بسیار مهم رسیدند که نتایج حاصل شده از تحلیل گذرا بسیار مشابه نتایج حاصل شده از تحلیل پایا می‌باشد. بنابراین جریان درون نازل کنترل بردار نیروی پیش‌ران مورد تحقیق می‌تواند به‌صورت پایا در نظر گرفته شود. لی و بائک [7] از تحلیل عددی برای به‌دست آوردن مشخصات کنترل بردار نیروی پیش‌ران استفاده کردند و کنترل بردار نیروی پیش‌ران به‌کمک شیپورهٔ انعطاف‌پذیر و تزریق ثانویه را با یکدیگر مقایسه کردند. آن‌ها با استفاده از مدل آشفتگی SST k-ω، مشاهده کردند که شیپورهٔ انعطاف‌پذیر، باعث کنترل دقیق‌تری در پرواز می‌شود و هم‌چنین باعث کاهش نیروی پیش‌ران می‌گردد، در حالی‌که از مزایای کنترل بردار نیروی پیش‌ران به‌کمک تزریق سیال ثانویه، کاهش وزن سیستم کنترل بردار نیروی پیش‌ران و کاهش توان عملگرها می‌باشد. پارداسراهی و همکاران [8] به تحلیل دو بعدی شیپورهٔ متقارن محوری در زوایای واگرایی مختلف شیپوره پرداختند. در مطالعهٔ آن‌ها نسبت سطح گلوگاه به سطح ورودی و طول محوری برای همهٔ شیپوره‌ها ثابت در نظر گرفته شده است. آنها مشاهده کردند که با افزایش زاویهٔ واگرایی شیپوره عدد ماخ خروجی افزایش و شدت آشفتگی کاهش می‌یابد. بالاکریشنا و همکاران [9] نیز شیپورهٔ دوبعدی متقارن محوری را در زوایای واگرایی مختلف شیپوره مورد بررسی قرار دادند. در مطالعهٔ آن‌ها نسبت سطح خروجی به گلوگاه در همهٔ شیپوره‌ها ثابت در نظر گرفته شده است. آنها مشاهده کردند که با افزایش زاویهٔ واگرایی شیپوره، سرعت خروجی و شدت آشفتگی افزایش می‌یابد.

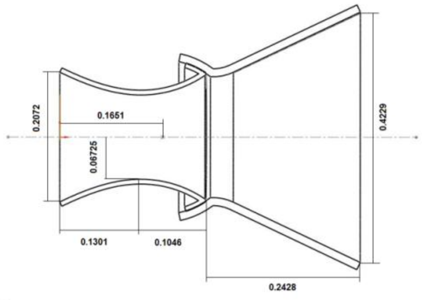
در این مقاله، ابتدا نتایج شبیه‌سازی جریان برای یک هندسهٔ مرجع با نتایج تجربی موجود در مراجع مقایسه شده و پس از انتخاب مدل آشفتگی مناسب،

اثرات تغییر زاویهٔ واگرایی شیپورهٔ مخروطی در یک میزان انحراف شیپوره (دوران قسمت متحرک شیپوره حول محورهای y و z) بر میدان جریان، فاکتور بزرگ‌نمایی و نیروی پیش‌ران کل و نیروی جانبی ایجادشده مورد بحث و بررسی قرار گرفته است. لازم به ذکر است که تا کنون تأثیر زاویهٔ واگرایی بر عملکرد سیستم کنترل بردار نیروی پیش‌ران دارای شیپورهٔ متحرک با مقطع برشی (سطح تماس دو قسمت ثابت و متحرک شیپوره) در ناحیهٔ مافوق‌صوت شیپوره مورد مطالعه قرار نگرفته است.

هندسهٔ مسألهٔ مورد بحث

استروم [10] در مرکز تحقیقاتی نیروی هوایی پیش‌رانش موشک با انجام آزمایش‌های بسیار به این نتیجهٔ موفقیت‌آمیز رسید که شیپوره‌های نوع متحرک با برش در ناحیه مافوق‌صوت دارای فاکتور بزرگ‌نمایی نیروی بزرگ‌تر از یک هستند، که این موضوع نشان می‌دهد زاویهٔ انحراف بردار نیروی پیش‌ران بیش‌تر از زاویه انحراف شیپوره می‌باشد. هدف وی از آزمایش به‌دست آوردن داده‌های تجربی برای نیروهای جانبی و گشتاور تحریک برای به‌دست آوردن میزان انحراف بردار نیروی پیش‌ران است. با توجه به نتایج به‌دست آمده، پیشنهاد شد که در سیستم‌هایی که نیازمند انحراف زیاد بردار نیروی پیش‌ران هستند یا فضای انحراف شیپوره در آن‌ها محدود است، از شیپوره با برش در ناحیهٔ مافوق‌صوت استفاده شود.

شکل (۲) هندسهٔ مورد استفاده در این آزمایش را نشان می‌دهد. در این شیپوره قطر ورودی ۰/۲۰۷۲ متر، متر، قطر گلوگاه ۰/۱۳٤٥ متر، قطر خروجی ۰/٤۲۲۹ متر و فاصلهٔ نقطهٔ برش از گلوگاه برابر ۰/۱۰٤٦ متر می‌باشد. در مقالهٔ حاضر، نسبت سطح خروجی به سطح گلوگاه و مکان مقطع برشی شیپوره ثابت می‌باشد و زاویهٔ واگرایی شیپوره از مقطع برشی تا انتهای شیپوره تغییر داده می‌شود و نتایج مورد بررسی قرار خواهند گرفت. در شکل (۲) تمامی اعداد بر حسب متر می‌باشند.



شکل ۲ هندسهٔ مورد استفاده در آزمایش استروم

انحراف شیپوره مورد نظر دارای زاویهٔ پیچ (Pitch) و یاو (Yaw) می‌باشد. بنابراین، زوایای انحرافی مورد بررسی شامل برآیند دو زاویهٔ انحرافی پیچ و یاو است.

معادلات حاکم. اگر معادلات بقای جرم، بقای ممنتوم، بقای انرژی و معادلهٔ حالت گاز کامل در حالت پایا به‌کار گرفته شوند و از متوسط‌گیری زمانی استفاده شود، این معادلات به‌ترتیب به‌صورت زیر بیان خواهند شد:

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \qquad (۱)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j}\left[\mu\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3}\delta_{ij}\frac{\partial u_L}{\partial x_L}\right)\right] + \frac{\partial}{\partial x_j}\left(-\rho\overline{u_i' u_j'}\right) \qquad (۲)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_i}\left(u_i\left(\rho E + P\right)\right) = \frac{\partial}{\partial x_j}\left[k_{eff}\frac{\partial T}{\partial x_j} + u_i\left(\tau_{ij}\right)_{eff}\right] + S_h \qquad (۳)$$

$$P = \rho RT \qquad (٤)$$

که در آن δ_{ij} دلتای کرونکر، E انرژی کل،

$k_{eff}=k+k_t$ ضریب هدایت حرارتی مؤثر و $(\tau_{ij})_{eff}$ تانسور تنش منحرف‌شده (Deviatoric stress tensor) می‌باشد که توسط رابطهٔ زیر تعریف می‌شود:

$$(\tau_{ij})_{eff}=\mu_{eff}(\frac{\partial u_j}{\partial x_i}+\frac{\partial u_i}{\partial x_j})-\frac{2}{3}\mu_{eff}\frac{\partial u_k}{\partial x_k}\delta_{ij} \quad (۵)$$

استفاده از فرض بوزینسک یک روش معمول برای ایجاد رابطه بین تنش‌های رینولدز و گرادیان‌های متوسط سرعت می‌باشد، یعنی:

$$-\rho\overline{u_i' u_j'}=2\mu_t S_{ij}-\frac{2}{3}(\rho k)\delta_{ij}-\frac{2}{3}\delta_{ij}\frac{\partial u_k}{\partial x_k} \quad (٦)$$

که در آن S_{ij} تانسور نرخ کرنش متوسط است و توسط رابطهٔ زیر بیان می‌شود:

$$S_{ij}=\frac{u_{i,j}+u_{j,i}}{2} \quad (٧)$$

مدل آشفتگی RNG k-ε. یاخوت و همکارانش [11] گونه‌ای از مدل k-ε را ارائه نموده‌اند که مشخصات و ویژگی‌های عملکردی آن در مقایسه با مدل استاندارد، در جریان‌هایی با نرخ کرنش سریع (Rapidly strained flow) و جریان‌های چرخشی (Swirling flow) بهینه شده است. هم‌چنین این مدل در جریان‌ها با رینولدز کم، نسبت به مدل استاندارد به‌تر عمل می‌کند. معادلات انتقال در این مدل که RNG k-ε نامی‌ده می‌شود، به‌صورت زیر می‌باشند:

$$\frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i}=\frac{\partial}{\partial x_j}\left[a_k\mu_{eff}\frac{\partial k}{\partial x_j}\right]+G_k-\rho\varepsilon-Y_m+S_k \quad (٨)$$

$$\frac{\partial(\rho\varepsilon u_i)}{\partial x_i}=\frac{\partial}{\partial x_j}\left[a_\varepsilon\mu_{eff}\frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j}\right]+C_{1\varepsilon}\frac{\varepsilon}{k}(G_k)-C_{2\varepsilon}\rho\frac{\varepsilon^2}{k}-R_\varepsilon+S_\varepsilon \quad (٩)$$

که در آن:

$$R_\varepsilon=\frac{C_\mu\eta^3\left(1-\eta/\eta_0\right)}{1+\beta\eta^3}\frac{\varepsilon^2}{k} \quad (١٠)$$

$$\eta=S\frac{k}{\varepsilon} \quad (١١)$$

$$S=\sqrt{2S_{ij}S_{ij}}=\sqrt{\frac{G}{\mu_t}} \quad (١٢)$$

$$\mu_t=\rho C_\mu\frac{k^2}{\varepsilon} \quad (١٣)$$

تابع دیوارهٔ بهبود یافته. برای ناحیهٔ نزدیک دیواره با ترکیب قوانین خطی و لگاریتمی دیواره، سرعت بی‌بعد با استفاده از تابع پیشنهادشده توسط کادر [12] به‌صورت زیر بیان می‌شود:

$$u^+=e^\Gamma u^+_{lam}+e^{1/\Gamma}u^+_{turb} \quad (١٤)$$

$$u^+=\frac{u}{u_\tau} \quad (١٥)$$

$$u_\tau=\sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (١٦)$$

که تابع ترکیب کننده توسط رابطهٔ زیر بیان می‌شود:

$$\Gamma=-\frac{a(y^+)^4}{1+by^+} \quad (١٧)$$

$$y^+=\frac{\rho u_\tau y}{\mu} \quad (١٨)$$

که در آن a=۰/۰۱ و b=۵ می‌باشد.

توابع دیوارهٔ دمایی بهبودیافته از همان روش ایجادشده برای پروفیل u^+ پیروی می‌کنند. فرمول‌بندی دمایی دیوارهٔ یکپارچه (Unified wall thermal formulation)، پروفیل‌های آرام و لگاریتمی را مطابق با روش کادر ترکیب می‌کند:

$$T^+\equiv\frac{(T_w-T_p)\rho C_p u_T}{\dot q}=e^\Gamma T^+_{lam}+e^{1/\Gamma}T^+_{turb} \quad (١٩)$$

$$\Gamma=-\frac{a(Pry^+)^4}{1+bPr^3y^+} \quad (٢٠)$$

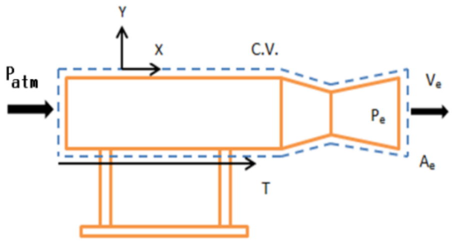
ضرایب a و b همان ضرایب تعریف شده در

معادلهٔ (۱۵) می‌باشند.

فاکتور بزرگ‌نمایی. میزان مؤثر بودن شیپوره با سطح مقطع برشی در ناحیهٔ مافوق‌صوت، توسط پارامتر فاکتور بزرگ‌نمایی نیرو (Amplification factor) تعریف می‌شود. این پارامتر بیان‌کنندهٔ نسبت زاویهٔ انحراف بردار نیروی پیش‌ران به زاویهٔ انحراف شیپوره می‌باشد که توسط رابطه زیر تعریف می‌شود:

$$AMF = \frac{F_s}{F_a \sin\delta} \tag{۲۱}$$

که در آن F_s نیروی جانبی، F_a نیروی پیش‌ران کل، δ زاویهٔ چرخش ناحیهٔ مافوق‌صوت شیپوره می‌باشد. این پارامتر برای شیپوره‌ها با مقطع برشی در ناحیهٔ مافوق‌صوت باید بزرگ‌تر از یک باشد و بیان کنندهٔ این است که میزان انحراف جریان از میزان انحراف شیپوره بیش‌تر می‌باشد.



شکل ۳ نازل متصل به زمین به‌عنوان حجم کنترل

محاسبهٔ نیروی پیش‌ران. با در نظر گرفتن کل موتور و شیپوره به‌عنوان حجم کنترل (شکل ۳) و با نوشتن معادلهٔ انتگرالی ممنتوم در حالت پایا، بدون در نظر گرفتن نیروی‌های حجمی در راستای X خواهیم داشت:

$$T_x - \oint_{C.S} PdA = \oint_{C.S} V_x(\rho\vec{V}\cdot d\vec{A}) \tag{۲۲}$$

که در آن:

$$T_x - \int_{exit} P_e dA + P_{atm}A_e = \int_{C.S} V_x d\dot{m} \tag{۲۳}$$

با تعریف فشار میانگین‌گیری شدهٔ سطحی و سرعت میانگین‌گیری شدهٔ جرمی به‌صورت زیر خواهیم داشت:

$$(\overline{V}_x)_{M.W} = \frac{\int_{C.S} V_x d\dot{m}}{\dot{m}} \tag{۲۴}$$

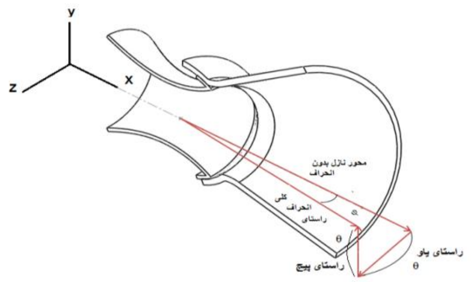
$$\overline{P}_{A.W} = \frac{\int_{exit} P_e dA}{A_e} \tag{۲۵}$$

محاسبهٔ نیروی پیش‌ران کل در راستای x برای نازلی که قسمت متحرک آن نسبت به قسمت ثابت بدون انحراف می‌باشد به‌صورت زیر خواهد بود:

$$T_x = (\overline{P}_{A.W} - P_{atm})A_e + ((\overline{V}_x)_{M.W})\dot{m} \tag{۲۶}$$

به‌همین ترتیب محاسبهٔ نیروی پیش‌ران در راستاهای دیگر نیز صورت می‌گیرد با این تفاوت که میزان چرخش نازل در جملهٔ نیروی فشاری باید درنظر گرفته شود.

در تحقیق مورد بررسی، مطابق شکل (٤) قسمت متحرک نازل به‌طور مساوی حول محورهای Y و Z دوران می‌یابد. θ میزان انحراف مؤلفه‌های پیچ و یاو می‌باشد و φ برآیند این دو زاویهٔ انحرافی است.



شکل ٤ گردش نازل حول محورهای پیچ و یاو

می‌توان اثبات کرد که براساس شکل (٤) میزان نیروی پیش‌ران در هر راستا به‌صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$T_x = (\bar{P}_{A.W} - P_{atm})A_e \cos\varphi + ((\bar{V}_x)_{M.W})\dot{m} \quad (۲۷)$$

$$T_y = \left(\bar{P}_{A.W} - P_{atm}\right)A_e \sin\theta + \left[\left(\bar{V}_y\right)_{M.W}\right]\dot{m} \quad (۲۸)$$

$$T_z = \left(\bar{P}_{A.W} - P_{atm}\right)A_e \sin\theta\cos\theta + \left[\left(\bar{V}_z\right)_{M.W}\right]\dot{m} \quad (۲۹)$$

با توجه به روابط محاسبهٔ نیروی پیش‌ران، به‌ترتیب نیروی جانبی و نیروی پیش‌ران کل به‌صورت زیر بیان می‌شوند:

$$T_y{}^2 + T_z{}^2 = F_s{}^2 \quad (۳۰)$$

$$T_y{}^2 + T_z{}^2 + T_x{}^2 = F_a{}^2 \quad (۳۱)$$

حل تحلیلی موج ضربه. با مشخص بودن عدد ماخ ورودی M_1 و زاویهٔ چرخش جریان θ ، میزان زاویه شوک مایل β توسط رابطهٔ (۲۹) قابل محاسبه می‌باشد:

$$\tan\theta = 2\cot\beta \frac{M_1{}^2\sin^2\beta - 1}{M_1{}^2(\gamma + \cos 2\beta) + 2} \quad (۳۲)$$

با داشتن M_1، β، θ و به‌ترتیب به‌کمک روابط (۳۵–۳۳) عدد ماخ بعد از موج مایل قابل محاسبه می‌باشد:

$$M_{n,1} = M_1 \sin\beta \quad (۳۳)$$

$$M_{n,2}{}^2 = \frac{1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2}\right)M_{n,1}{}^2}{\gamma M_{n,1}{}^2 - \frac{\gamma - 1}{2}} \quad (۳۴)$$

$$M_2 = \frac{M_{n,2}}{\sin(\beta - \theta)} \quad (۳۵)$$

$M_{n,1}$ و $M_{n,2}$ به‌ترتیب عدد ماخ عمودی قبل و بعد از شوک مایل می‌باشند.

مدل آشفتگی LES. جریان‌های آشفته، با ادی‌هایی با گسترهٔ بسیار بزرگی از مقیاس‌های طولی و زمانی مشخص می‌شوند. بزرگ‌ترین ادی‌ها معمولاً از نظر اندازه با طول مشخصهٔ جریان متوسط قابل قیاس هستند. کوچک‌ترین مقیاس‌ها مسئول اضمحلال انرژی جنبشی آشفته می‌باشد. در مدل LES ادی‌های بزرگ به‌صورت مستقیم حل می‌شوند، در حالی که ادی‌های کوچک مدل می‌شوند. بر اساس منطق LES، اندازهٔ حرکت، جرم، انرژی و دیگر متغیرهای عددی تأثیرپذیر، معمولاً به‌وسیلهٔ ادی‌های بزرگ منتقل می‌شوند و هم‌چنین این ادی‌های بزرگ به‌وسیلهٔ هندسهٔ مسأله و نوع شرایط مرزی جریان به مسأله اعمال می‌شوند، در حالی که ادی‌های کوچک کم‌تر به هندسهٔ مسأله وابسته‌اند و تمایل دارند که بیش‌تر همسانگرد باشند.

تنش‌های مقیاس زیر شبکه‌ای (sub grid scale stress) از مجهولات عملیات فیلتر کردن نتیجه می‌شوند و نیازمند مدل‌سازی می‌باشند. مدل آشفتگی مقیاس زیرشبکه‌ای همانند مدل‌های RANS از فرض بوسینسک استفاده می‌کند:

$$\tau_{ij} - \frac{1}{3}\tau_{kk}\delta_{ij} = -2\mu_t\left(S_{ij} - \frac{1}{3}S_{kk}\delta_{ij}\right) \quad (۳۶)$$

که در آن μ_t لزجت آشفته مقیاس زیرشبکه‌ای و S_{ij} از رابطهٔ (۷) محاسبه می‌شود. برای محاسبهٔ μ_t از مدل اسماگرینسکی- لیلی (Smagorinsky-Lilly model) [13] استفاده شده است، در این مدل لزجت به‌صورت زیر بیان می‌شود:

$$\mu_t = \rho L_s^2 |\bar{S}| \quad (۳۷)$$

$$L_s = \min(kd, C_s\Delta) \quad (۳۸)$$

$$\Delta = V^{1/3} \quad (۳۹)$$

L_s طول اختلاطی مقیاس‌های زیرشبکه‌ای، $|\bar{S}|$ از روابط (۱۲ و ۷) محاسبه می‌شود و k ثابت ون کارمن، d فاصله از نزدیک‌ترین دیواره، C_s ثابت اسماگرینسکی، Δ مقیاس شبکهٔ محلی و V حجم سلول محاسباتی می‌باشد.

روش عددی

حلگر مورد استفاده پایهٔ چگالی (Density based) می‌باشد که به‌صورت همزمان معادلات پیوستگی، ممنتوم، انرژی و معادلهٔ حالت گاز ایده‌آل را حل می‌کند و الگوریتم ضمنی این روش برای حل دستگاه مورد نظر استفاده شده است.

گسسته‌سازی مکانی به‌روش بالادست مرتبهٔ دو (Second order upwind) می‌باشد [14]. در این روش دقت مراتب بالاتر در وجه سلول‌ها توسط بسط تیلور در مرکز سلول، حول مرکز سلول به‌دست می‌آید. بنابراین φ_f مقدار وجه از رابطهٔ زیر به‌دست می‌آید:

$$\varphi_{f,SOU} = \varphi + \nabla\varphi \cdot \vec{r} \tag{۴۰}$$

که در آن، φ و $\nabla\varphi$ مقادیر مرکز سلول و گرادیان آن در سلول بالادست می‌باشد و $\vec{r}$ بردار جابه‌جایی از مرکز سلول بالادست به مرکز وجه می‌باشد. در این رابطه برای محاسبهٔ گرادیان‌ها از روش گرین گوس بر مبنای گره‌ای (Green-Gauss node based) استفاده شده است که در شبکه‌بندی بدون ساختار باعث ایجاد دقت بیش‌تری می‌شود.

در گسسته‌سازی شار از روش AUSM استفاده شده است [15]. این روش دارای ویژگی‌هایی چون تحلیل دقیق در ناپیوستگی‌های موجود در جریان مانند موج ضربه می‌باشد و از سوی دیگر در زمان تحلیل انواع موج ضربه بدون نوسان (Free of oscillation) عمل می‌کند.

اگر معادلات حاکم در حالت برداری در مختصات کارتزین برای یک حجم کنترل دل‌خواه به‌صورت زیر بیان شوند:

$$\oint[\vec{F} - \vec{G}] \cdot dA = \int_V \vec{H} dV \tag{۴۱}$$

که در آن بردارهای $\vec{F}$و $\vec{G}$ به‌صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\vec{F} = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv + p\hat{i} \\ \rho vv + p\hat{j} \\ \rho wv + p\hat{k} \\ \rho vE + pv \end{bmatrix} \vec{G} = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xi} \\ \tau_{yi} \\ \tau_{zi} \\ \tau_{ij}v_j + q \end{bmatrix} \tag{۴۲}$$

در روش AUSM شار عددی $\vec{F}$ به‌صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$F = m_f\varphi + P_i \tag{۴۳}$$

که در آن m_f شار جرمی عبوری از فصل مشترک است و توسط یک تابع بر حسب عدد ماخ در سمت چپ و راست فصل مشترک سلول‌ها به‌وسیلهٔ یک چند جمله‌ای درجهٔ چهار محاسبه می‌شود، P_i شار فشاری و $\vec{F}$ بردار شار می‌باشد.

شرایط مرزی

جدول (۱) نوع و مقدار شرایط مرزی به‌کار رفته در نرم‌افزار انسیس فلوئنت (ANSYS FLUENT) را نشان می‌دهد. خواص و ویژگی‌های سوخت و سیال به‌کار رفته با توجه به مراجع [10,16] انتخاب شده‌اند. سوخت مورد استفاده LPC-614a می‌باشد که سوخت جامد است. در این مقاله از تقریب تک‌فاز به‌جای دوفاز استفاده شده است.

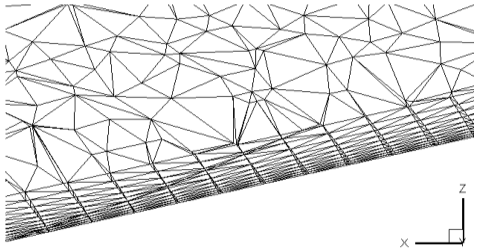
در معادلهٔ ممنتوم شرط مرزی عدم لغزش در تمام دیواره‌ها در نظر گرفته شده است و هم‌چنین دیواره‌ها غیر قابل نفوذ می‌باشند.

جدول ۱ نوع و مقادیر شرایط مرزی تنظیم‌شده

ناحیه	شرط مرزی	فشار کل (KPa)	فشار استاتیک (KPa)	دما (°C)	قطر هیدرولیکی (m)	شدت آشفتگی (درصد)
ورودی	ورودی فشار	۴۸۲۷/۳	٤٦٣٨/٦	۳۱۷۳	۰/۲۱	۵

استقلال حل از شبکه

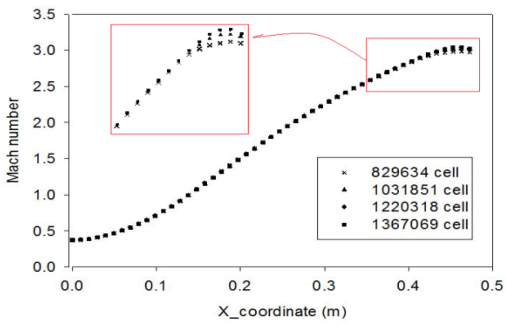
شبکه‌بندی به‌صورت سه‌بعدی است و در نرم‌افزار انسیس انجام شده است (شکل ۵). شبکه‌بندی مورد نظر بی‌سازمان است و از نوع هرمی (T-Rex) می‌باشد.



شکل ۵ نمایش شبکه‌بندی لایهٔ مرزی در مقطعی از شیپوره

جدول ۲ استقلال حل از شبکه برای فاکتور بزرگ‌نمایی

مورد	تعداد سلول	فاکتور بزرگ‌نمایی	درصد خطا نسبت به حالت قبل
۱	۸۲۹٦۳٤	۱/۰۹۰۱٦	-
۲	۱۰۳۱۸۵۱	۱/۰۹۱۵۲	۰/۱۲
۳	۱۲۲۰۳۱۸	۱/۰۹۳۰۳	۰/۱٤
٤	۱۳٦۷۰٦۹	۱/۰۹۳۰٦	۰/۰۰۲



شکل ٦ استقلال حل از شبکه، تغییرات عدد ماخ در محور نازل

در ابتدا استقلال حل از شبکه برای شیپورهٔ دارای میزان انحراف ۵/۰٦ درجه و زاویهٔ واگرایی ۲۵/۲٤ درجه بررسی شد. فاکتور بزرگ‌نمایی به‌دست آمده با شبکه‌های مختلف در جدول (۲) آمده است. با توجه به جدول (۲) مشاهده می‌شود استقلال حل از شبکه، برای شبکه‌ای با تعداد سلول ۱۳٦۷۰٦۹ به‌دست آمده است. علاوه بر آن، برای نشان دادن استقلال جواب‌ها از شبکه، تغییرات عدد ماخ بر روی محور اصلی نازل برای شبکه‌های مختلف نیز در شکل (٦) نشان شده است.

اعتبارسنجی

پیش از اعتباردهی به تحقیق اصلی، لازم است که ابتدا اعتبار روش عددی در تسخیر صحیح شوک مایل مورد بررسی قرار گیرد. حل تحلیلی جریان مافوق‌صوت دوبعدی بر روی یک گوه، یک روش برای اعتبارسنجی دقت نرم‌افزار انسیس فلوئنت در تسخیر موج ضربه می‌باشد. به‌دلیل آن‌که هدف توانایی نرم‌افزار انسیس فلوئنت برای تسخیر شوک مایل و ناپیوستگی در جریان است، جریان به‌صورت غیر لزج برای سیال هوا در نظر گرفته شده است.

اعتبارسنجی تسخیر صحیح موج ضربه. برای آن‌که اعتبار روش عددی به‌کار رفته در این مطالعه اثبات گردد، ابتدا جریان مافوق صوت بر روی یک گوه به‌صورت عددی بررسی شده و نتایج آن با حل تحلیلی موجود مقایسه گردیده است. زاویهٔ گوه ۵ درجه و عدد ماخ ورودی برابر ۳/٤ می‌باشد. به‌کمک روابط تحلیلی (۳۲-۳۵)، با این شرایط ورودی جریان، موج مایل تحت زاویهٔ ۲۰/۷۱ درجه و عدد ماخ خروجی ۳/۱۱ تولید می‌شود. درصد خطای زاویه شوک مایل β و عدد ماخ بعد از موج ضربه نسبت به حل تحلیلی به‌طور خلاصه در جدول (۳) آمده است.

جدول۳ اعتبارسنجی تسخیر صحیح موج ضربه

	حل عددی	حل تحلیلی	درصد خطا
عدد ماخ بعد از موج ضربه	۳/۱	۳/۱۱	۰/۱۵
زاویهٔ موج ضربه(درجه)	۲۰/۵۵	۲۰/۷۱	۰/۷۵

اعتبارسنجی مدل آشفتگی. جدول (٤) نشان‌دهندهٔ نتایج عددی به‌دست آمده برای زاویه انحراف ٣/٩ درجه و زاویهٔ واگرایی ٢٥/٢٤ درجه می‌باشد که برای مدل مذکور با حل مرتبهٔ دو بالادست دارای ٨/٧٦ درصد خطای نیروی جانبی، ٦/٣٥ درصد خطای نیروی پیش‌ران کل و ١/٩٧ درصد خطای فاکتور بزرگ‌نمایی می‌باشد. جدول (٥) نتایج عددی به‌دست آمده برای میزان انحراف ٥/٠٦ درجه و زاویهٔ واگرایی ٢٥/٢٤ درجه را نشان می‌دهد و بیان می‌کند که مدل آشفتگی RNG k-ε دارای ٧/٥ درصد خطای نیروی جانبی، ٧/١٩ درصد خطای نیروی پیش‌ران کل و ٠/٩٣ درصد خطای فاکتور بزرگ‌نمایی می‌باشد.

همان‌گونه که در جداول (٥ و ٤) دیده شد، با در نظرگرفتن دو زاویهٔ انحراف ٣/٩ درجه و ٥/٠٦ درجه در زاویهٔ واگرایی ٢٥/٢٤ درجه با استفاده از مدل‌های آشفتگی مختلف به‌کمک حل مرتبهٔ دو بالادست، مدل آشفتگی RNG k-ε به‌کمک تابع دیوارهٔ بهبود یافته و روش AUSM برای گسسته‌سازی شار، با دقت قابل قبولی با نتایج تجربی تطابق دارند. مدل آشفتگی RSM نیز پس از مدل آشفتگی RNG k-ε دارای جواب‌های نزدیک به نتایج آزمایشگاهی می‌باشد و می‌تواند نشان دهندهٔ این نکته باشد که انتخاب مدل آشفتگی در این تحلیل عددی دارای اهمیت است. مدل RSM لزوماً همیشه و در همهٔ جریان‌ها، نسبت به مدل‌های ساده‌تر نظیر RNG k-ε جواب‌های به‌تری نمی‌دهد. برتری این مدل عمدتاً در جریان‌های مغشوش غیر ایزوتروپ (از قبیل جریان داخل سیکلون‌ها و جریان‌های دارای چرخش زیاد در محفظه‌های احتراق) است.

جدول ٤ اعتبارسنجی در زاویهٔ انحراف ٣/٩ درجه و زاویهٔ واگرایی ٢٥/٢٤ درجه

آزمایش / مدل‌های آشفتگی	نیروی پیش‌ران کل (KN)	نیروی جانبی(KN)	فاکتور بزرگ‌نمایی	درصد خطای نیروی جانبی	درصد خطای نیروی پیش‌ران کل	درصد خطای فاکتور بزرگ‌نمایی
Realizable k-ε	٩٩/٣١	٧/١٧	١/٠٦١٦	٩/٨٩	٦/٣٢	٣/٠٦
RNG k-ε	٩٩/٣٤	٧/١	١/٠٥٠٣	٨/٧٦	٦/٣٥	١/٩٧
RSM	٩٩/٤٧	٧/١٦	١/٠٥٨٦	٩/٧٥	٦/٤٩	٢/٧٧
SST k-ω	٩٩/٣٣	٧/١٦	١/٠٦٠٤	٩/٧٩	٦/٣٤	٢/٩٥
اسپالارت–آلماراس	٩٩/٠٤	٧/٢٢	١/٠٧١٣	١٠/٥٨	٦/٠٢	٤/٠١
آزمایش استروم	٩٣/٤١	٦/٥٣	١/٠٣	٠	٠	٠

جدول ٥ اعتبارسنجی در زاویهٔ انحراف ٥/٠٦ درجه و زاویهٔ واگرایی ٢٥/٢٤ درجه

آزمایش / مدل‌های آشفتگی	نیروی پیش‌ران کل (KN)	نیروی جانبی(KN)	فاکتور بزرگ‌نمایی	درصد خطای نیروی جانبی	درصد خطای نیروی پیش‌ران کل	درصد خطای فاکتور بزرگ‌نمایی
Realizable k-ε	٩٩/١٤	٩/٢٦	١/٠٥٩٣	٨/٤٥	٧/١٥	١/٨٦
RNG k-ε	٩٩/١٨	٩/١٨	١/٠٤٩٧	٧/٥١	٧/١٩	٠/٩٣
RSM	٩٩/٣	٩/٢٤	١/٠٥٥٥	٨/٢٥	٧/٣٣	١/٤٩
SST k-ω	٩٩/١٦	٩/٢٧	١/٠٥٩٧	٨/٥١	٧/١٧	١/٩
اسپالارت–آلماراس	٩٨/٨٥	٩/٣٥	١/٠٧٢٠	٩/٤٣	٦/٨٤	٣/٠٨
آزمایش استروم	٩٢/٥٢	٨/٥٤	١/٠٤	٠	٠	٠

در تحلیل دوبعدی نازل متقارن محوری از مدل LES نیز استفاده گردید. با توجه به جدول (٦) استقلال حل از شبکه برای این مدل با تعداد سلول ۳۰۰۰۰ به‌دست آمد و میزان نیروی پیش‌ران محوری محاسبه‌شده با نتایج تجربی مقایسه گردید.

مطابق با جدول (۷) مشاهده می‌شود که به‌کارگیری مدل LES دارای ۵/۸۵ درصد خطا و مدل RNG k-ε دارای ۵/٦۹ درصد خطا نسبت به نتایج تجربی برای نیروی پیش‌ران محوری است. بنابراین می‌توان بیان کرد که انتخاب مدل آشفتگی RNG k-ε به‌عنوان دقیق‌ترین مدل در تحلیل سه‌بعدی به‌درستی صورت گرفته است.

جدول ٦ استقلال حل از شبکه برای نازل متقارن محوری و مدل LES

تعداد سلول	میزان نیروی پیش‌ران محوری (KN)
۱۷۰۰۰	۹۹/۷۹
۲٤۰۰۰	۹۹/۸۱
۳۰۰۰۰	۹۹/۸۲
۱۳۰۰۰۰	۹۹/۹۱

جدول ۷ مقایسه میزان نیروی پیشران در تحلیل دو بعدی متقارن محوری بین مدل LES و RNG k-ε

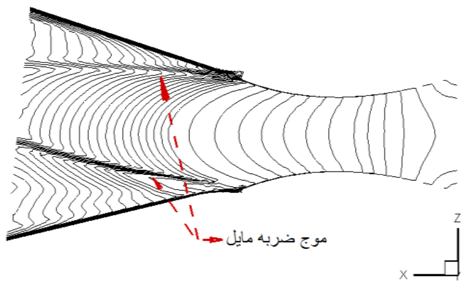
مدل آشفتگی/ آزمایش	نیروی پیشران محوری (KN)	درصد خطا
LES	۹۹/۹۱	۵/۹۵
RNG k-ε	۹۹/٦۷	۵/٦۹
آزمایش استروم	۹٤/۳	-

نتایج و بحث

مطابق با تئوری شبه یک‌بعدی [17] میزان نیروی پیش‌ران تولیدشده توسط یک شیپورۀ مخروطی، متناسب با سرعت محوری خروجی از شیپوره می‌باشد. از آن‌جایی که با افزایش زاویۀ واگرایی شیپوره مقدار سرعت محوری کاهش می‌یابد، بنابراین نیروی پیش‌ران کل نیز کاهش می‌یابد.

همان‌طور که در مقدمه بیان شد، نتایج به‌دست آمده از کار کمپبل و فارلی [1] برای شیپورۀ مخروطی بدون انحراف در ناحیۀ مافوق‌صوت آن می‌باشد. در تحلیل حاضر، علاوه بر تغییرزاویۀ واگرایی شیپوره، ناحیۀ مافوق‌صوت شیپوره در مقطع برشی به‌میزان ۵/۰٦ درجه حول محورهای z و y دوران می‌یابد و نتایج مورد بررسی قرار خواهد گرفت.

یکی از ویژگی‌های جریان در شیپورۀ سیستم کنترل بردار نیروی پیش‌ران وجود موج شوک مایل می‌باشد که در شکل (۷) قابل مشاهده است. این موج مایل سه‌بعدی است و به‌شدت میدان جریان پایین‌دست گلوگاه شیپوره را تحت تأثیر قرار می‌دهد و باعث انحراف بردار نیروی پیش‌ران بیش از میزان انحراف شیپوره می‌شود.

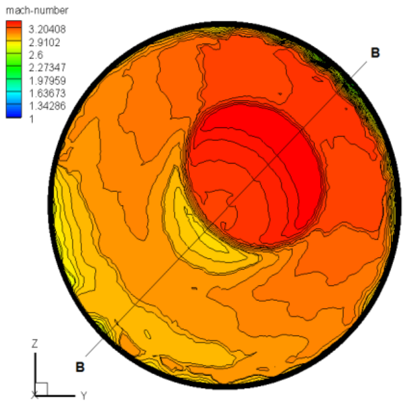


شکل ۷ کانتور عدد ماخ در شیپوره با میزان انحراف ۵/۰٦ درجه و زاویۀ واگرایی ۲۵/۲٤ درجه

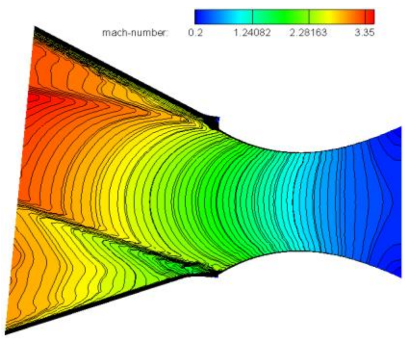
برای آن‌که تأثیر زاویۀ واگرایی شیپوره به‌تنهایی مورد بررسی قرار گیرد، نسبت سطح خروجی به گلوگاه و مکان مقطع برشی در تمامی زوایای واگرایی شیپوره ثابت در نظر گرفته شدند، بنابراین طول محوری شیپوره متغیر می‌باشد.

به‌دلیل آن‌که نسبت سطح مقطع برشی به سطح مقطع گلوگاه ثابت است، عدد ماخ در مقطع برشی با تغییر زاویۀ واگرایی شیپوره تقریباً ثابت می‌ماند ولی با

افزایش زاویـهٔ واگرایـی شـیپوره، چـرخش جریـان در ناحیهٔ مافوق‌صوت کم‌تر می‌شود و در نتیجه زاویهٔ موج مایل کم‌تر می‌گردد که نشان‌دهندهٔ آن است کـه شـدت تغییر سرعت و فشار در گذر از موج ضربهٔ مایل کاهش یافته است. شکل‌های (۹ و ۸) اثر تغییر زاویهٔ واگرایـی را بـرای شـیپوره بـا میـزان انحـراف ٥/٠٦ درجـه در مقاطع مختلف نشان می‌دهند. در کانتورهـای (۸- ب و ۹- ب) مشاهده می‌شود که در زاویـهٔ واگرایـی ۲۳/۹٤ درجه خطوط مشخصهٔ عدد ماخ تراکم بیش‌تری نسبت به زاویهٔ واگرایی ۳۰/۱۷ درجه دارند که نشان‌دهندهٔ این این نکته است که با کاهش زاویهٔ واگرایی شیپوره مـوج مایل در ناحیهٔ واگرای شیپوره قوی‌تر می‌شود.

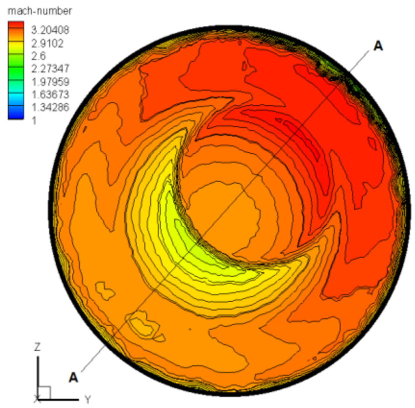


شکل ۸–الف کانتور عدد ماخ در صفحهٔ خروجی شیپوره با میزان انحراف ٥/٠٦ درجه و زاویهٔ واگرایی ۲۳/۹٤ درجه

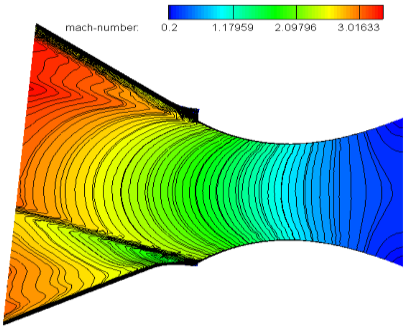


شکل ۸– ب کانتور عدد ماخ در مقطع B-B

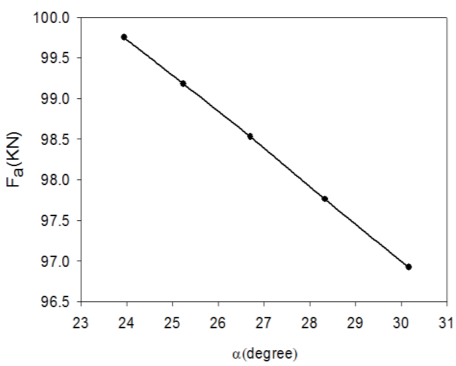
با افزایش زاویهٔ واگرایی شیپوره، احتمال جـدایش جریان و وجـود گردابـه در خروجـی شـیپوره افـزایش می‌یابد. به‌طوری که در تحلیل عـددی حاضـر افـزایش زاویهٔ واگرایی به بـیش از ۳۰/۱۷ درجـه مقـدور نبـوده است.



شکل ۹– الف کانتور عدد ماخ در خروجی شیپوره با میزان انحراف ٥/٠٦ درجه و زاویهٔ واگرایی ۳۰/۱۷ درجه

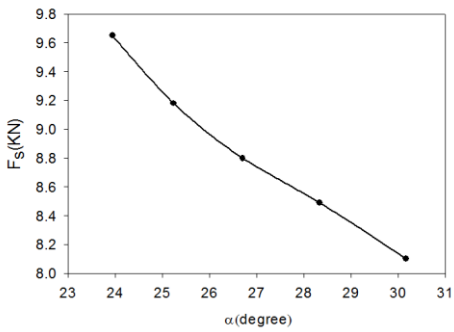


شکل ۹– ب کانتور عدد ماخ در مقطع A-A

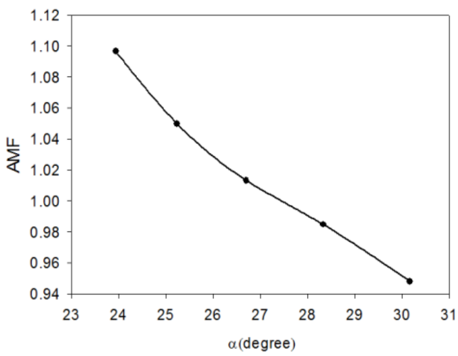


شکل ۱۰ تغییرات نیروی پیش‌ران کل بر حسب زاویهٔ واگرایی شیپوره برای شیپوره با میزان انحراف ٥/٠٦ درجه

شـکل (۱۰) نتـایج بـه‌دسـت آمـده بـرای نیـروی پیش‌ران کل را نشان می‌دهد. از آن‌جایی که با افـزایش زاویـهٔ واگرایـی شـیپوره، سـرعت میـانگین محـوری خروجی کاهش می‌یابد، بنابراین مقدار نیروی پـیش‌ران کل نیز کاهش می‌یابد. شکل (۱۱) نیز نتـایج بـه‌دسـت آمده برای نیروی جانبی را نشان می‌دهد. بـا توجـه بـه آن‌که با افـزایش زاویـهٔ واگرایـی شـیپوره طـول ناحیـهٔ واگرای شیپوره کاهش مـی‌یابـد، بنـابراین سـطح مـؤثر کم‌تری در این ناحیه چرخش می‌کند و در نتیجه تحت تأثیر نیروی کم‌تری ناشی از موج مایل قـرار مـی‌گیـرد. هم‌چنین با افـزایش زاویـهٔ واگرایـی شـیپوره چـرخش جریان در ناحیهٔ مافوق‌صوت کم‌تر می‌شـود. در نتیجـه، زاویهٔ موج مایل کم‌تر می‌شود کـه نشـان‌دهنـدهٔ کـم‌تـر شدن شدت تغییر فشار در گذر از موج مایل مـی‌باشـد. بنابراین، نیروی جانبی وارد بر شیپوره کاهش می‌یابد.



شکل ۱۱ تغییرات نیروی جانبی بر حسب زاویهٔ واگرایی شیپوره برای شیپوره با میزان انحراف ۵/۰۶ درجه



شکل ۱۲ تغییرات فاکتور بزرگ‌نمایی بر حسب زاویهٔ واگرایی شیپوره برای شیپوره با میزان انحراف ۵/۰۶ درجه

شـکل (۱۲) نتـایج بـه‌دسـت آمـده بـرای فـاکتور بزرگ‌نمایی را نشان می‌دهد و بیان می‌کند که با افزایش زاویـهٔ واگرایـی شـیپوره فـاکتور بـزرگ‌نمـایی کـاهش خواهد یافت. افـزایش زاویـهٔ واگرایـی شـیپوره باعـث کاهش طول ناحیهٔ واگرای شـیپوره مـی‌گـردد و سـطح خروجی به مقطع برشی نزدیک می‌شود. بنابراین، شوک مایل ایجادشده توانایی ایجاد نیروی جـانبی مـورد نیـاز برای انحراف جریان بیش از انحراف شیپوره را نخواهد داشت. در نتیجه، فاکتور بزرگ‌نمایی کوچک‌تر از یـک می‌شود. با توجه به شکل (۱۲) مشاهده می‌شود کـه بـا افزایش زاویهٔ واگرایـی شـیپوره بـه بـیش از ۲۷ درجـه فاکتور بزرگ‌نمایی کم‌تر از یک خواهد شد.

جدول (۸) نشان‌دهندهٔ درصد کـاهش پارامترهـای عملکردی (فاکتور بزرگ‌نمایی، نیـروی پـیش‌ران کـل، نیروی جانبی) بـرای شـیپوره بـا میـزان انحـراف ۵/۰۶ درجه، در هر زاویهٔ واگرایی نسبت بـه زاویـهٔ واگرایـی α=۲۳/۹۴ می‌باشد.

بـا توجـه بـه جـدول (۸) درصـد کـاهش فـاکتور بزرگ‌نمایی، نیروی پـیش‌ران کـل و نیـروی جـانبی بـا افزایش زاویهٔ واگرایی شیپوره افزایش می‌یابد. بنـابراین با آن‌که با افزایش زاویهٔ واگرایی شیپوره، طـول و جـرم شیپوره کاهش می‌یابد کـه بسـیار از نظـر هزینـهٔ تولیـد به‌صرفه می‌باشد ولی باید میزان کاهش نیروی پـیش‌ران کل و فاکتور بزرگ‌نمایی را در نظر داشت.

جدول ۸ درصد کاهش هر پارامتر نسبت به زاویهٔ واگرایی α=۲۳/۹۴

نیم زاویهٔ واگرایی شیپوره	درصد کاهش نیروی پیش‌ران کل	درصد کاهش نیروی جانبی	درصد کاهش فاکتور بزرگ‌نمایی
α=۲۵/۲۴	۰/۵۸	۴/۸۲	۴/۲۷
α=۲۶/۷	۱/۲۳	۸/۷۳	۷/۵۹
α=۲۸/۳۳	۲	۱۱/۹۹	۱۰/۱۹
α=۳۰/۱۷	۲/۸۵	۱۶	۱۳/۵۳

نتیجه‌گیری

با در نظرگرفتن دو زاویهٔ انحراف متفاوت و با استفاده از مدل‌های آشفتگی مختلف به‌کمک حل مرتبهٔ دو بالادست، مشاهده شد که در تحلیل عددی حاضر، مدل آشفتگی RNG k-ε به‌کمک تابع دیوارهٔ بهبودیافته و روش AUSM برای گسسته‌سازی شار، با دقت قابل‌قبولی با نتایج تجربی تطابق دارند.

نتایج نشان می‌دهد که به‌علت دوران قسمت متحرک شیپوره، در قسمت مافوق‌صوت یک شوک مایل سه‌بعدی به‌وجود می‌آید که بر عملکرد شیپوره بسیار تأثیرگذار است. با افزایش زاویهٔ واگرایی شیپوره، سرعت میانگین محوری خروجی کاهش می‌یابد و بنابراین مقدار نیروی پیش‌ران کل نیز کاهش می‌یابد. با ثابت ماندن نسبت سطح مقطع برشی به گلوگاه، عدد ماخ در مقطع برشی با تغییر زاویهٔ واگرایی شیپوره ثابت می‌ماند ولی با افزایش زاویهٔ واگرایی شیپوره، چرخش جریان در ناحیهٔ مافوق‌صوت کم‌تر می‌گردد. در نتیجه، زاویهٔ موج مایل کم‌تر می‌شود که نشان‌دهندهٔ کم‌تر شدن شدت تغییر سرعت و فشار در گذر از موج ضربهٔ مایل می‌باشد و هم‌چنین با افزایش زاویهٔ واگرایی شیپوره، طول شیپوره کاهش می‌یابد. بنابراین، سطح مؤثری که بر آن نیروی جانبی وارد می‌شود کاهش می‌یابد. در نتیجه، نیروی جانبی و فاکتور بزرگ‌نمایی نیز با افزایش زاویهٔ واگرایی شیپوره کاهش می‌یابند.

یکی از مزایای افزایش زاویهٔ واگرایی شیپوره، کاهش طول شیپوره است، که باعث کاهش وزن شیپوره و هزینهٔ تولید می‌شود. البته باید کاهش نیروی پیش‌ران و کاهش فاکتور بزرگ‌نمایی را نیز در نظر گرفت.

با توجه به نتایج به‌دست آمده از شیپورهٔ مورد نظر، در سیستم کنترل بردار نیروی پیش‌ران با مقطع برشی (محل جدا شدن قسمت‌های ثابت و متحرک) در ناحیهٔ فراصوتی برای آن‌که فاکتور بزرگ‌نمایی بزرگ‌تر از یک شود، نباید زاویهٔ واگرایی شیپوره بیش از ۲۷ درجه باشد.

مراجع

1. Campbell, C.E., Farley, J.M., "Performance of Several Conical Convergent Divergent Rocket Type Exhaust Nozzle", Lewis Research Center, NASA-TM-X-39, Ohio, (1960).
2. Jessen, F.C, Peters, M.T, "Comparison between Swiveling Nozzles with Split Lines Upstream and Downstream of the Throat", Rocket Propulsion Establishment, Technical Memorandum No.269, Virginia, (1963).
3. Thiokol Chemical Corporation, "TVC System Study Program", NASA Lewis Research Center, NASA CR-72727, Utah, (1970).
4. Ciucci, A., Laccarino, G. and Amato, M., "Numerical Investigation of 3D Two Phase Turbulent Flow in Solid Rocket Motors", 34th AIAA Joint Propulsion Conference and Exhibit, July (1998).
5. Ikaza, D., "Thrust Vectoring Nozzle for Modern Military Aircraft", 22nd Congress of International Council of the Aeronautical Sciences, Harrogate, May (2000).
6. Hui-man, M., Si-ai, F. and Han-ping, C., "Numerical Study of Unsteady Flow in Thrust Vectoring Nozzle", International Journal of Turbo and Jet Engines, Vol. 22, pp. 31-40, (2005).
7. Lee, S.N. and Baek, S.W., "Thrust Vector Control by Flexible Nozzle and Secondary Fluid Injection", ICCES, Vol. 10, No. 4, pp. 81-90, (2009).

8. Pardhasaradhi, N., Kumar, V.R. and Rao, Y.V., "Flow Analysis of the Rocket Nozzle Using Computational Fluid Dynamic", International Journal of Engineering Research and Applications, Vol. 2, pp. 1226-1235, (2012).
9. Balakrishna, B., Indana, S. and Reddy, R.P., "Investigation of Supersonic Flow through Conical Nozzle with Various Angles of Divergence", International Journal of Mechanical Engineering, Vol. 2, pp. 9-16, (2013).
10. Strome, R.K., "Test Firing of Supersonic Split-Line Nozzle", Air Force Rocket Propulsion Laboratory, Technical Report AFRPL-TR-69-203, California, (1969).
11. Orszag, S.A., Yakhot, V., Flannery, W.S., Boysan, F., Choudhury, D., Maruzewski, J. and Patel B., "Renormalization Group Modeling and Turbulence Simulations", In International Conference on Near-Wall Turbulent Flows, Tempe, March (1993).
12. Kader B., "Temperature and Concentration Profiles in Fully Turbulent Boundary Layers", Int. J. Heat Mass Transfer, Vol. 24, pp. 1541–1544, (1981).
13. Smagorinsky, J., "General Circulation Experiments with the Primitive Equations. I. The Basic Experiment", Monthly Weather Review, Vol. 91, pp. 99–164, (1963).
14. Barth, T.J. and Jespersen, D., "The Design and Application of Upwind Schemes on Unstructured Meshes", AIAA 27th Aerospace Sciences Meeting, Reno, Nevada, January (1989).
15. Liou, M.S., "A Sequel to AUSM: AUSM+", Journal of Computational Physics, Vol. 129, pp. 364–382, (1996).
16. Ellison, J.R., "Evaluation of Titan III AFT Closure Insulation", Air Force Rocket Propulsion Laboratory, Technical Report AFRPL-TR-70-89, California, (1970).
17. Hill, P. and Peterson, C., "Mechanics and Thermodynamics of Propulsion", Addison-Wesley, New York, pp. 521-523, (1992).